

0277

Экз. № 336

САМОЛЕТ

УТБ-2



aviarestorer.ru
vk.com/aviarestorermonino

ОБОРОНГИЗ 1949

Прилож. к экз. №

2030с

Приложение к №

10499

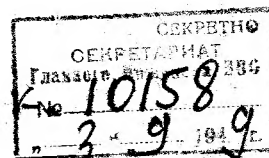
УКАЗАНИЕ № 857/7с—УТБ-2
Главного инженера ВВС ВС СССР
10 декабря 1948 г.

О введении в действие технического описания самолета УТБ-2, книга первая

Настоящее техническое описание самолета УТБ-2 (книга первая)
принять к руководству в частях ВВС ВС СССР

Главный инженер ВВС ВС СССР
генерал-полковник ИАС
МАРКОВ

Зам. начальника УТЭ ВВС ВС СССР
инженер-полковник
РОМАШКИН



Утверждаю:
Главный конструктор
Сухой

2 июля 1948 г.



aviarestorer.ru
vk.com/aviarestorermonino

~~Экз. № 336~~

Согласовано:
Главный инженер
10-го Главного управления МАП
Загайнов

31 июля 1948 г.

САМОЛЕТ УТБ-2

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА ПЕРВАЯ

(ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ
ДАННЫЕ)

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
МОСКВА 1949

Книгу первую технического описания составили:
А. Г. Гольбер, В. И. Ревенков и Г. А. Хитрин

Ответственный редактор
Д. П. Солоухин

1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЕТА

Двухмоторный учебно-тренировочный бомбардировщик УТБ-2 конструкции П. О. Сухого, построенный по типу серийного самолета Ту-2, представляет собой цельнометаллический свободнонесущий моноплан с высоко расположенным крылом.

Хвостовое оперение — свободнонесущее двухкилевое (фиг. 1 — 3).

Левая половина руля высоты, правый руль поворота и правый элерон снабжены триммерами с дистанционным электрическим управлением. Для облегчения взлета и уменьшения посадочной скорости на крыле поставлены щитки-закрылки типа Шренк с гидравлическим управлением.

Самолет имеет убирающееся в полете шасси и хвостовое колесо. На самолете установлены моторы АШ-21 воздушного охлаждения и винты ВИШ-111В-38.

Экипаж самолета в составе трех человек назначается в зависимости от варианта самолета из следующих лиц (фиг. 4):

а) при пилотском вывозном варианте в носовой части фюзеляжа с левой стороны сидит пилот-ученик, рядом с ним справа — пилот-инструктор, а сзади — радист или штурман;

б) при штурманском варианте (для отработки боевого применения) в носовой части фюзеляжа, с левой стороны, сидит пилот-инструктор, рядом с ним

справа — штурман-ученик, сзади — штурман-инструктор.

Штурман-ученик и штурман-инструктор могут в полете меняться местами.

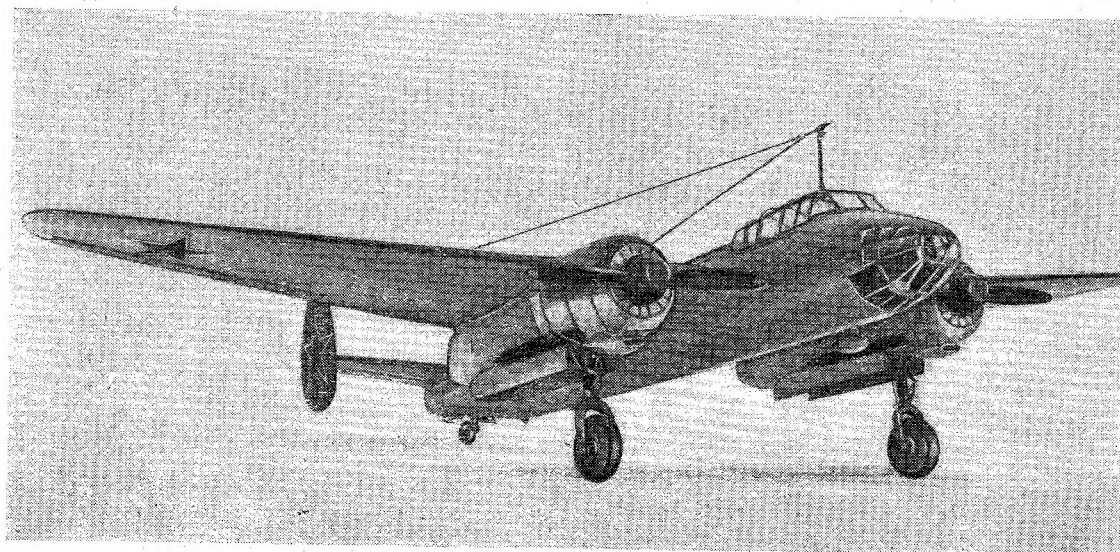
Первый вариант расположения экипажа служит для обучения и тренировки пилотов; в этом случае оба пилота имеют полное управление самолетом и управление газом моторов.

Второй вариант предназначен для обучения и тренировки штурманов. В этом случае правая колонка управления и ножные педали, смонтированные на легкосъёмном мостике, снимаются.

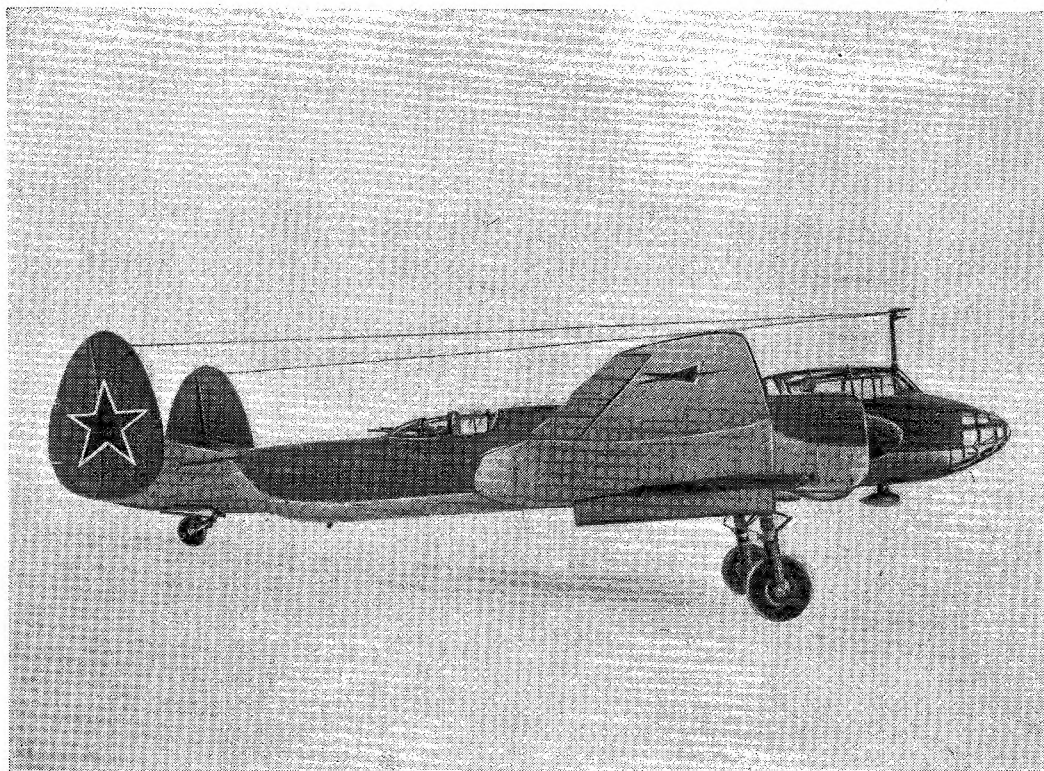
При обучении стрельбе штурман проходит в хвостовую часть фюзеляжа, где расположена стрелковая установка. Сообщение с хвостовой частью обеспечивается просторным лазом, расположенным под центропланом.

Технологически самолет делится на отдельные агрегаты, габариты которых позволяют транспортировать их по железной дороге (фиг. 5).

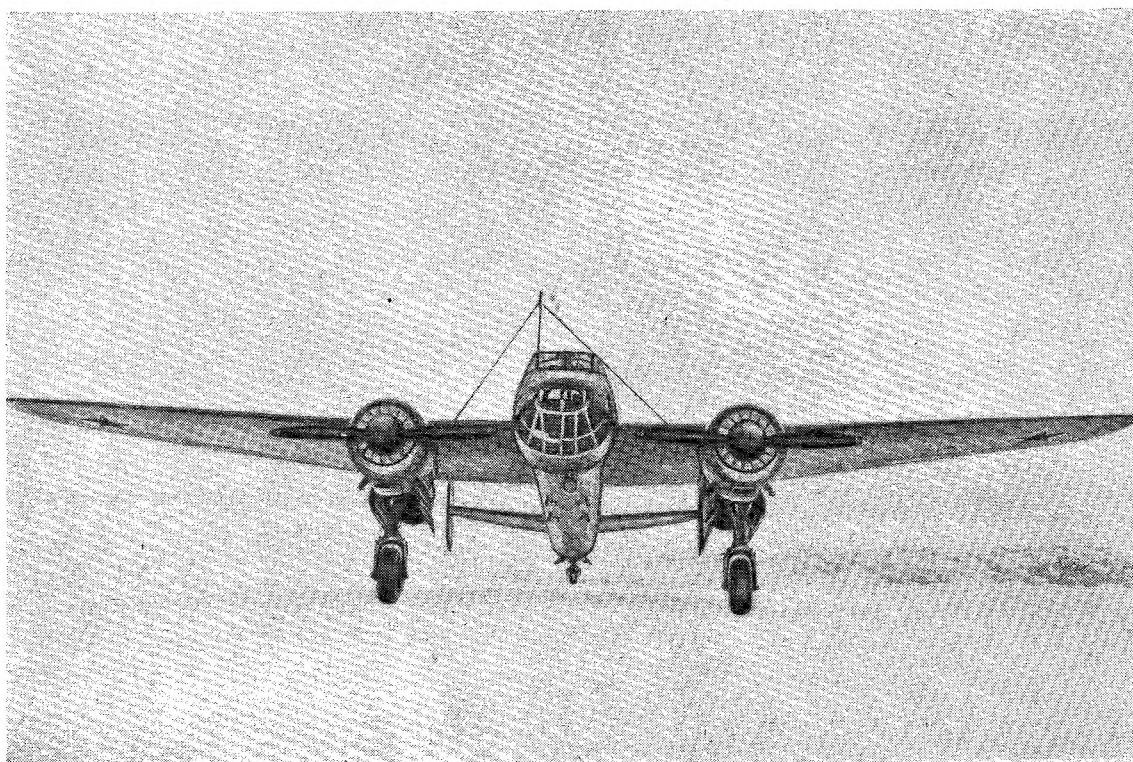
Самолет предназначен для обучения курсантов летчиков и штурманов в летных и штурманских школах ВВС, а также для тренировки летного состава строевых частей бомбардировочной авиации. Дополнительно самолет может быть использован для обучения пилотов и штурманов в школах ГВФ, а также для буксировки учебных конусов.



Фиг. 1

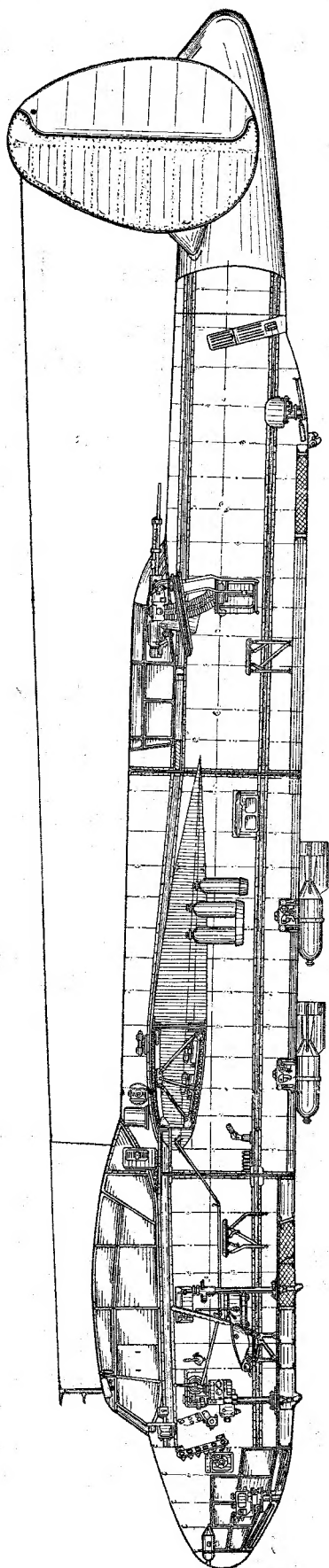


Фиг. 2

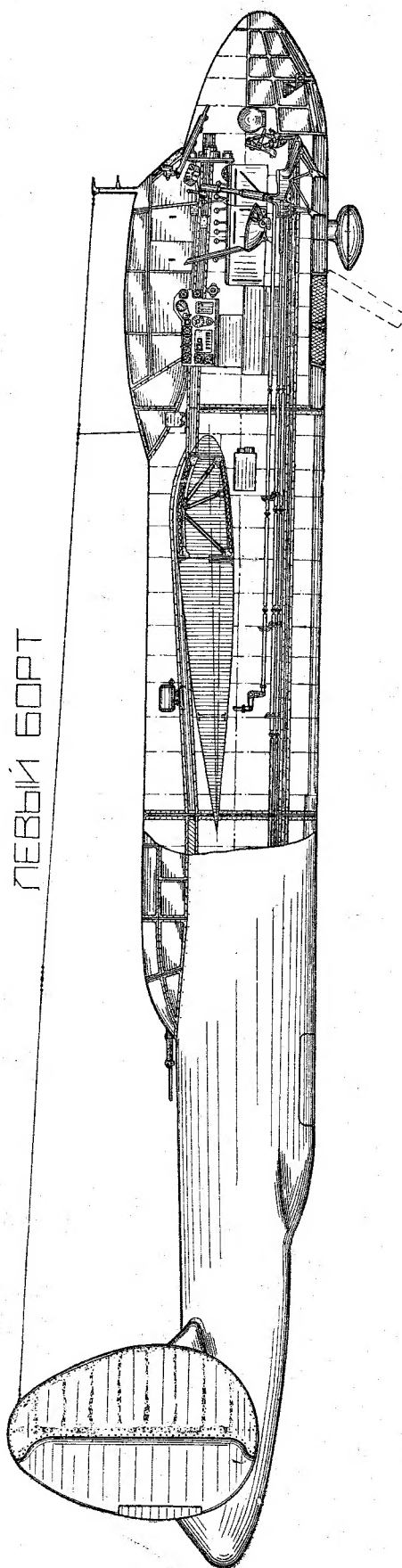


Фиг. 3

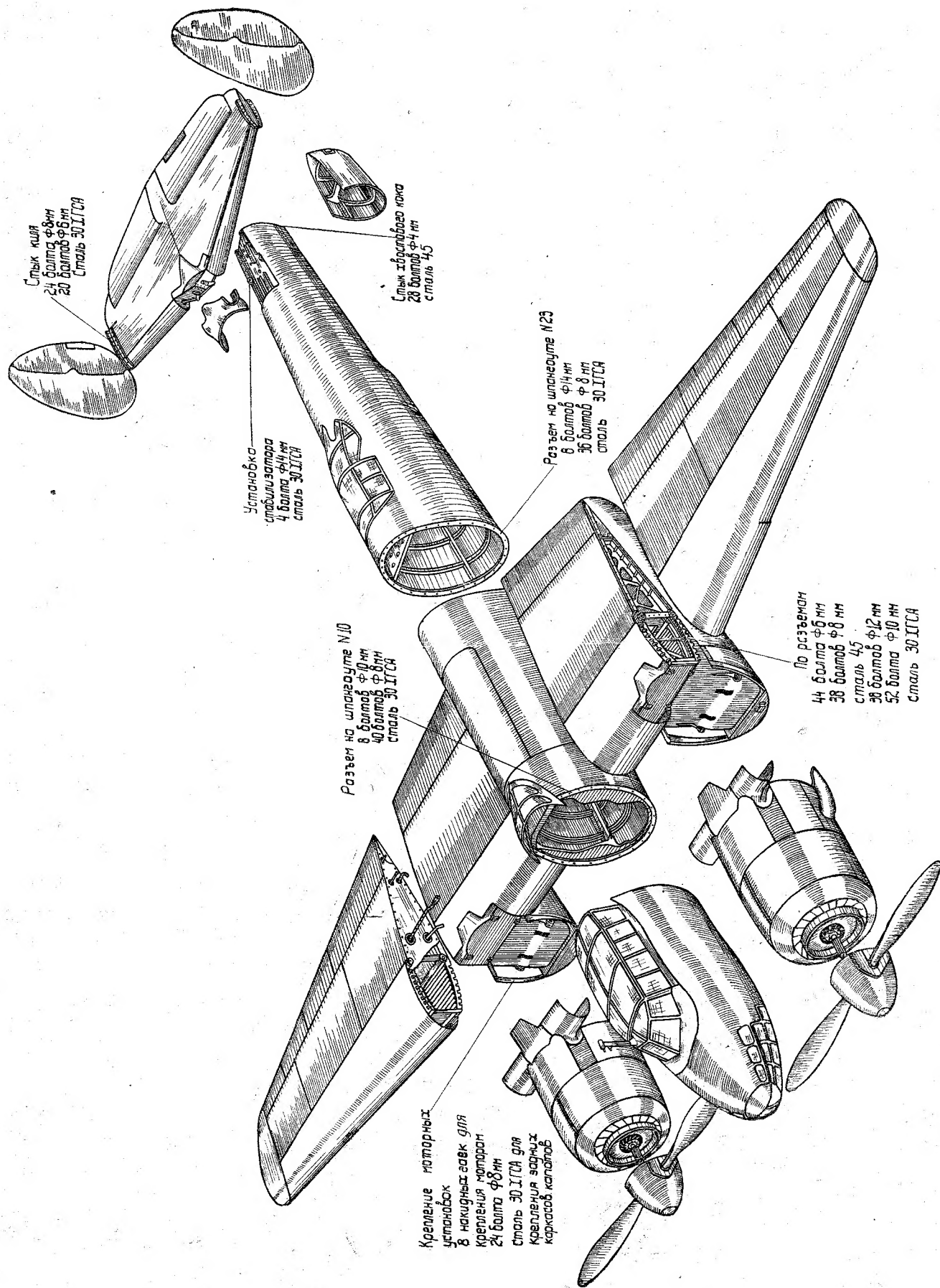
ПРАВЫЙ БОРТ



ЛЕВЫЙ БОРТ



Фиг. 4. Схема расположения оборудования.



Фиг. 5. Схема эксплуатационной разбивки самолета.

2. ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Приводимый ниже материал летно-тактических данных получен в результате летных испытаний самолета (см. Акт № 124 ГК НИИ ВВС).

На графиках фиг. 6 показаны длина и время разбега при различных режимах работы моторов и различном полетном весе G_n .

Щитки во всех случаях отклонены на угол $15-18^\circ$.

При одинаковом полетном весе $G_n = 6640$ кг и одинаковых оборотах $n = 2300$ об/мин длина разбега при $p_k = 930$ мм рт. ст. меньше длины разбега при $p_k = 850$ мм рт. ст. на 35 м. Время разбега соответственно меньше на 0,7 сек. Длина разбега самолета весом $G = 6400$ кг ($p_k = 930$ мм рт. ст.) равна 420 м; время разбега — 19,8 сек.

На той же фиг. 6 даны длина и время пробега для $G = 6400$ кг при посадке с применением посадочных щитков и тормозов.

Взлетно-посадочные свойства самолета сведены в табл. 1.

Максимальные скорости при горизонтальном полете

На фиг. 7 приведены кривые максимальных горизонтальных скоростей и значений наддува по высотам.

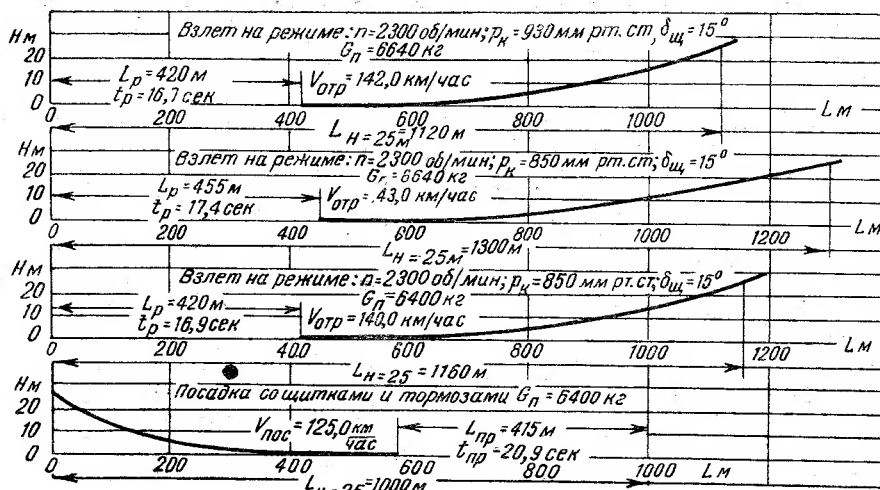
Максимальные скорости по высотам при горизонтальном полете с учетом скоростного напора сведены в табл. 2.

Скороподъемность

На фиг. 8 изображены кривые скороподъемности, времени набора высоты, скорости набора по прибору и p_k при наборе.

Практический потолок для самолета весом $G = 6640$ кг равен 7000 м; время для подъема на потолок 42,5 мин.

Скороподъемность, время набора высоты, скорость набора по прибору и p_k при наборе высоты сведены в табл. 3.



Фиг. 6. Графики взлетно-посадочных свойств самолета.

Таблица 1

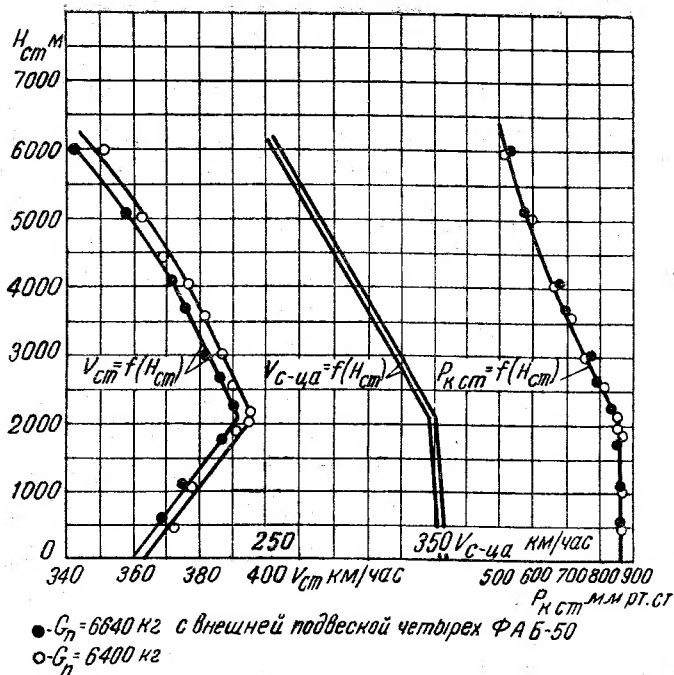
Взлетные свойства

Отклонение щитков [градусы]	Полетный вес G_n [кг]	Обороты мотора n [об/мин]	Давление наддува p_k [мм рт. ст.]	Длина разбега L_p [м]	Время разбега t_p [сек.]	Скорость отрыва $V_{отр}$ [км/час]	Длина взлетной дистанции до набора высоты $H = 25$ м $L_H = 25$ [м]
15	6640	2300	930	420	16,7	142	1120
15	6640	2300	850	455	17,4	143	1300
15	6400	2300	850	420	16,9	140	1160

Посадочные свойства (с применением тормозов)

Отклонение щитков [градусы]	Полетный вес G_n [кг]	Длина пробега $L_{пр}$ [м]	Время пробега $t_{пр}$ [сек.]	Посадочная скорость $V_{пос}$ [км/час]	Длина посадочной дистанции с высоты $H = 25$ м до остановки [м]
45	6400	415	20,9	125	1000

Примечание. Взлетные и посадочные данные приведены для бетонированной дорожки и для стандартных атмосферных условий, при отсутствии ветра.



Фиг. 7. График максимальной горизонтальной скорости и значений наддува по высотам (все величины приведены к стандартным условиям).

Таблица 2
Максимальные скорости при горизонтальном полете

Высота полета [м]	Скорость в зависимости от наддува при полетном весе (в вывозном варианте) 6400 кг и нормальном режиме $n = 2300 \text{ об/мин} = \text{const}$		Скорость в зависимости от наддува при полетном весе для отработки боевого применения 6640 кг (четыре ФАБ-50 снаружи) и нормальном режиме $n = 2300 \text{ об/мин} = \text{const}$	
	$V [\text{км/час}]$	$p_k [\text{мм рт.ст.}]$	$V [\text{км/час}]$	$p_k [\text{мм рт.ст.}]$
0	364	60	360	860
1000	378	860	374	860
2100*	395	860	391	860
3000	387	760	382	760
4000	377	670	372	670
5000	365	590	360	590
6000	349	520	344	520

* Граница высотности (с учетом скоростного напора).

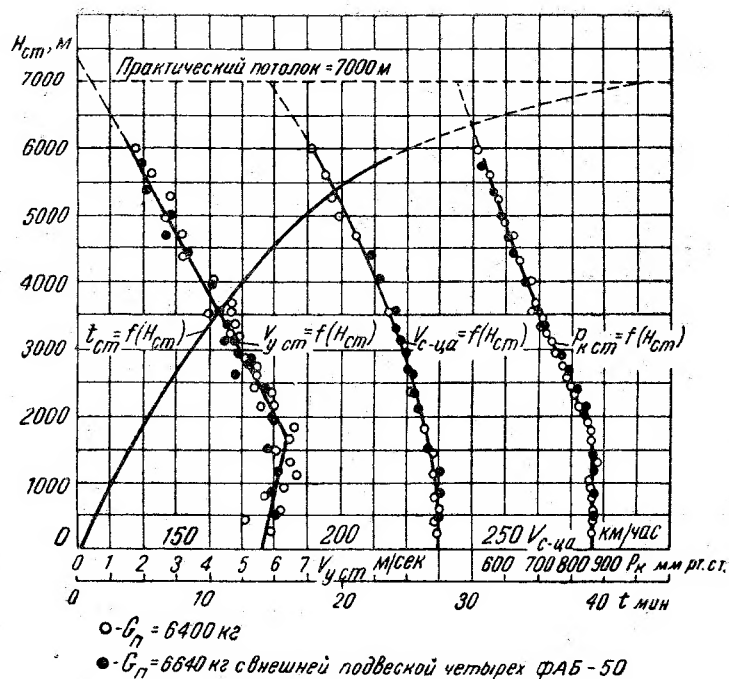
Примечание. Максимальные скорости замерялись при нахождении боковых створок капотов моторов в положении по потоку. Стрелковое вооружение при замере максимальных скоростей находилось в походном положении.

Устойчивость и управляемость самолета

Устойчивость и управляемость самолета получены при различных центровках и различных режимах работы моторов. Балансировочные кривые, характеризующие устойчивость и управляемость самолета, снимались как с убранными шасси и щитками, так и с выпущенными.

На фиг. 9, 10, 11 и 12 даны балансировочные кривые $\delta_v = f(V)$ и $P_v = f(V)$ (угол отклонения штурвала и усилия на штурвале в зависимости от скорости полета).

На фиг. 13 показана зависимость потребного отклонения руля высоты на посадке (в момент касания земли) от центровки самолета.



Фиг. 8. График скороподъемности и значений наддува по высотам (все величины приведены к стандартным условиям).

Таблица 3
Данные скороподъемности

Высота [м]	При полетном весе для отработки боевого применения $G = 6640 \text{ кг}$ и $n = 2300 \text{ об/мин} = \text{const}$			
	Вертикальная скорость $V_{y \text{ ст}}$ [м/сек]	Время набора высоты t [мин.]	Скорость набора по прибору (самописцу) $V_{y \text{ с-ца}}$ [км/час]	Давление наддува p_k [мм рт.ст.]
0	5,7	0	229	860
1000	6,1	2,75	229	860
1700*	6,3	4,37	226	860
2000	6,0	5,35	224	830
3000	4,9	8,5	219	750
4000	3,8	12,5	211	670
5000	2,7	17,5	202	590
6000	1,6	25,2	191	520
7000	0,5	42,5	177	450

* Граница высотности.

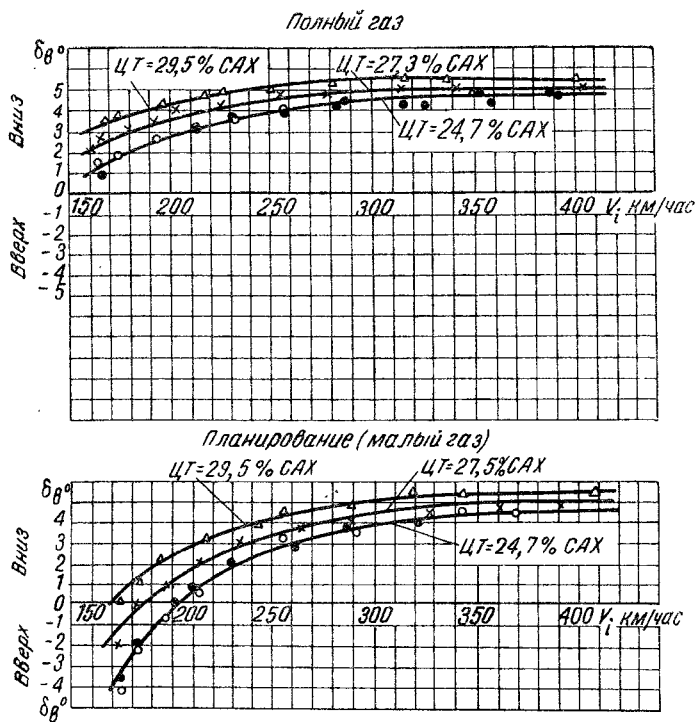
Примечания. 1. Стрелковое вооружение находилось в походном положении.

2. Скороподъемность замерялась при полностью открытых боковых створках капотов моторов.

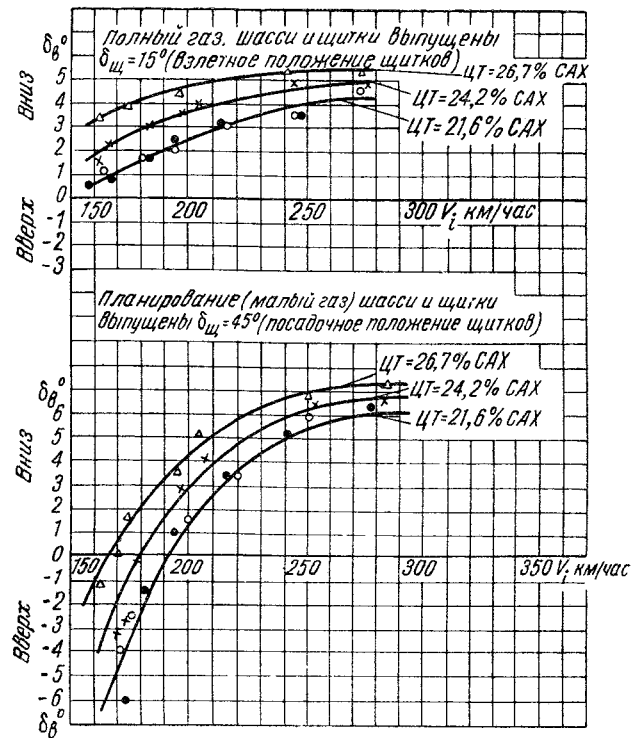
3. Вертикальная скорость при полетном весе (в вывозном варианте) $G = 6400 \text{ кг}$ практически такая же, как при полетном весе $G = 6640 \text{ кг}$.

На основании приведенного материала составлена таблица нейтральных центровок в зависимости от режима полета (см. табл. 4).

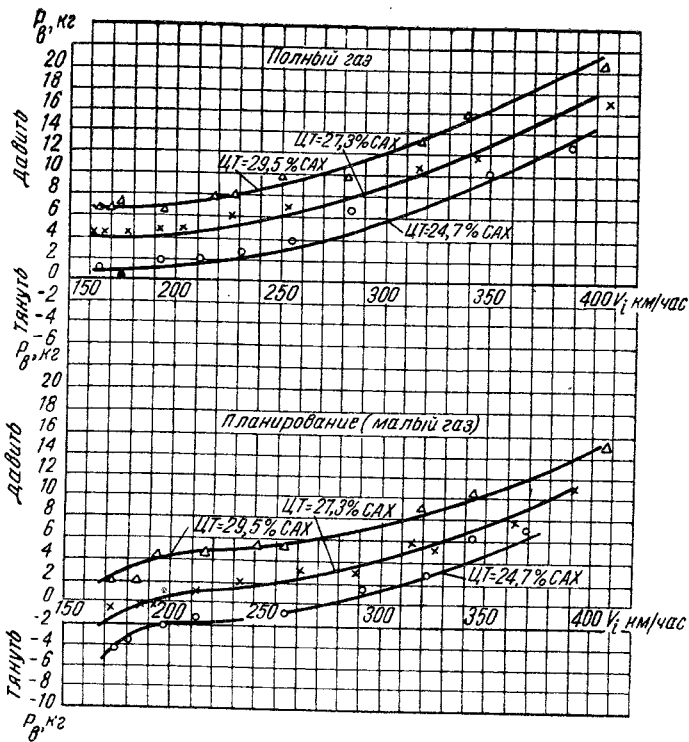
Исходя из условий эксплуатационных центровок самолета, можно заключить, что при предельно задней центровке (с убранными шасси), равной 25,6% САХ, и предельно передней центровке (с выпущенными шасси), равной 20,7% САХ (см. центровку самолета), запас устойчивости самолета на всех режи-



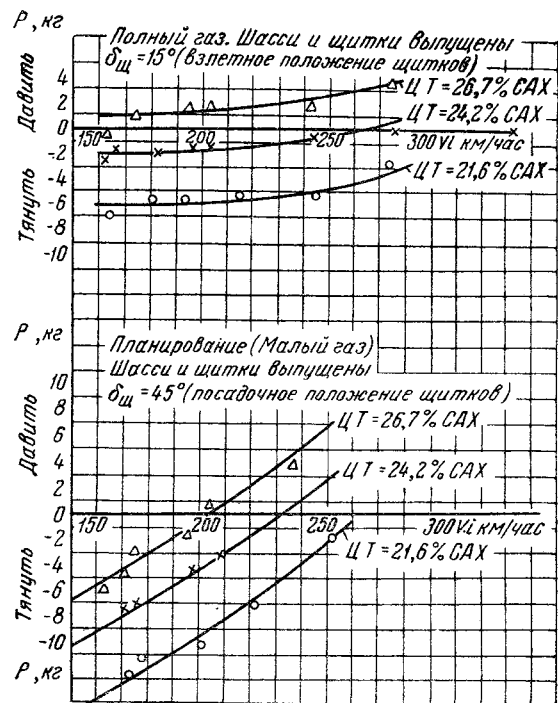
Фиг. 9. Балансировочные кривые углов отклонения руля высоты $\delta_B = f(V_1)$ (шасси и щитки убраны).



Фиг. 11. Балансировочные кривые углов отклонения руля высоты $\delta_B = f(V_1)$ при выпущенных шасси и щитках.



Фиг. 10. Балансировочные кривые усилий на ручке управления $P_B = f(V_1)$ (шасси и щитки убраны).

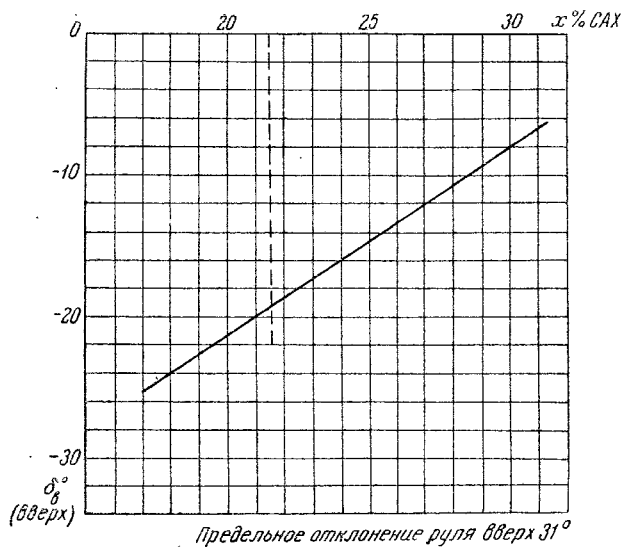


Фиг. 12. Балансировочные кривые усилий на ручке управления $P_B = f(V_1)$ при выпущенных шасси и щитках.

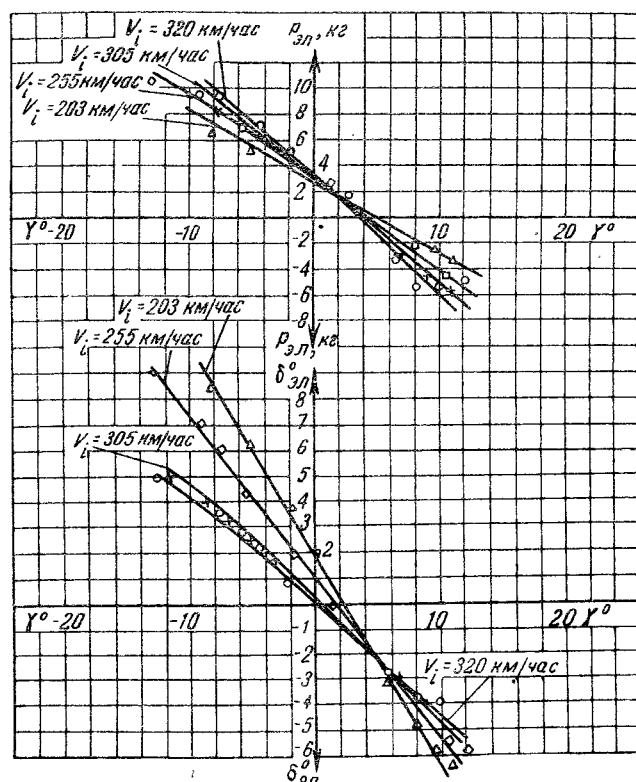
Таблица 4

Нейтральные центровки в зависимости от режима полета

№ по пор.	Наименование режима	Центровки, соответствующие нейтральности [% САХ]	
		рули зафиксированы	рули свободны
1	Планирование. Шасси и щитки убраны $V_i = 230$ км/час	36,7	28,8
2	Полный газ. Шасси и щитки убраны $V_i = 220$ км/час	36,3	26,3
3	Планирование. Шасси и щитки выпущены ($\delta_{ш} = 45^\circ$) $V_i = 190$ км/час	33,1	33,8
4	Полный газ. Шасси и щитки выпущены ($\delta_{ш} = 15^\circ$) $V_i = 180$ км/час	35,1	26,4



Фиг. 13. Углы отклонения руля высоты на посадке (в момент касания земли) в зависимости от центровки самолета.

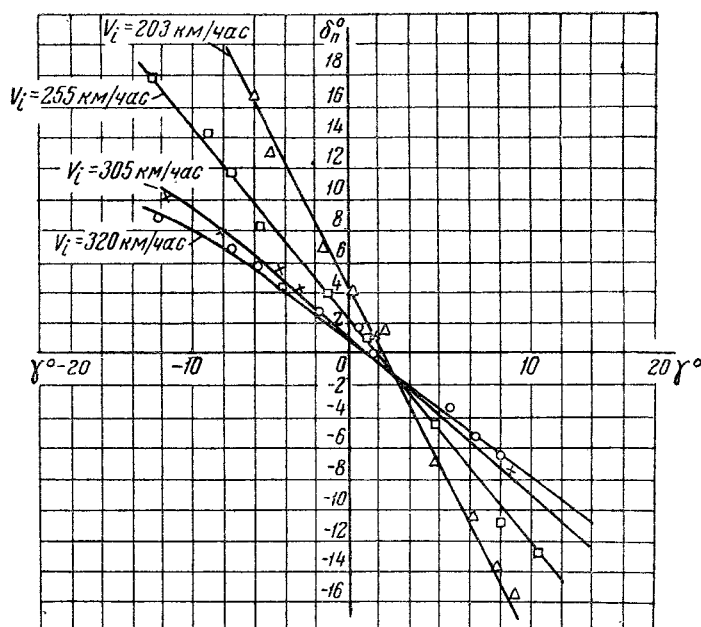


Фиг. 14. Балансировочные кривые усилий на штурвале от элеронов и углы отклонения элеронов по углам крена.

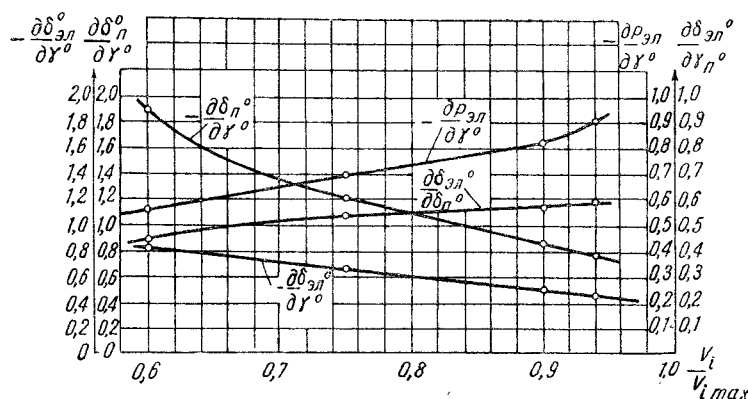
мах полета эксплуатационных центровок достаточен, и рулей на посадку даже при предельно передней центровке (20,7% САХ) достаточно. Однако в соответствии с актом № 124 ГК НИИ ВВС предельно передняя центровка рекомендуется 21,5% САХ.

На фиг. 14, 15 и 16 приведены балансировочные кривые поперечной, путевой и боковой управляемости, которые свидетельствуют, что самолет вполне устойчив и управляем на всех режимах полета.

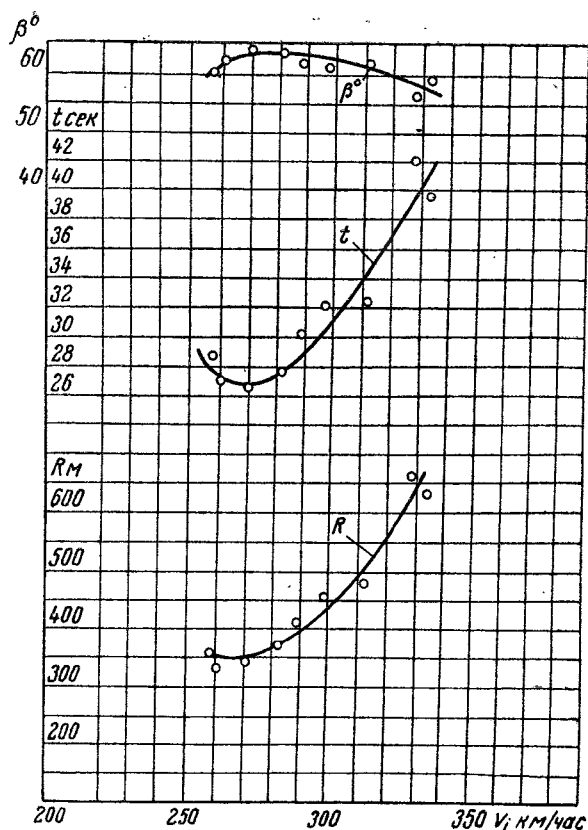
В заключение приводится таблица характеристик установившихся виражей на высоте 1000 м (см. табл. 5) и графики тех же величин (фиг. 17) в зависимости от скорости.



Фиг. 15. Балансировочные кривые отклонений руля поворота по углам крена.



Фиг. 16. Коэффициенты боковой статической устойчивости.



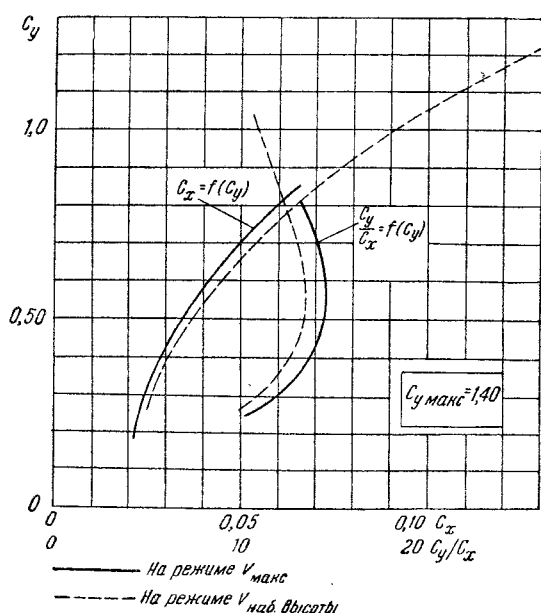
Фиг. 17. График характеристик установившихся предельных виражей на высоте 1000 м.

Полет на одном моторе

С убраным шасси при полетном весе 6400 кг самолет допускает горизонтальный полет на одном моторе и при полностью затяженном винте (700—800 об/мин) задресселированного мотора позволяет

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

В дополнение к графикам фиг. 6 — 17, характеризующим летные качества самолета, на фиг. 18—21



Фиг. 18. Поляра самолета с моторами АШ-21 для горизонтального полета (без наружной подвески бомб).

V_i [км/час]	Время выполнения одного витка t [сек.]	Радиус виража R [м]	Угол крена β [градусы]
260	28,0	350	61,0
270	27,0	350	62,5
280	27,2	360	63,0
290	28,5	390	62,5
300	30,7	430	62,5
310	33,3	485	61,0
320	36,2	550	59,5

производить набор высоты и развороты как в сторону работающего, так и в сторону неработающего мотора.

Горизонтальный полет на одном работающем моторе возможен на высоте 3000 м на скорости 170—180 км/час по прибору.

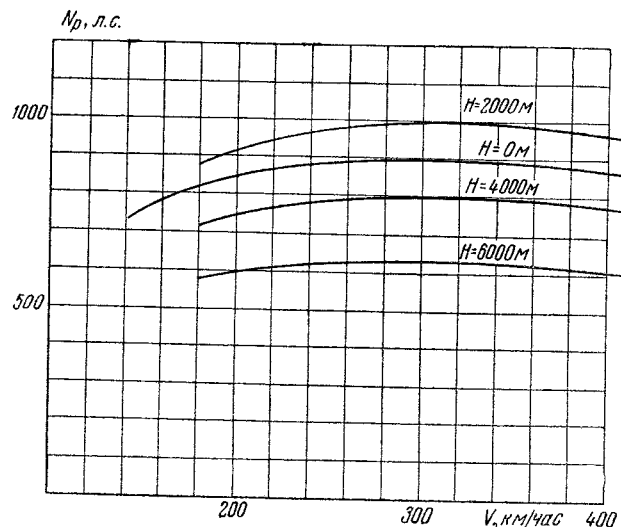
Техника пилотирования самолета при одном работающем моторе проста: самолет легко удерживается ногами в прямолинейном полете, нагрузки на педали при этом невелики и могут быть полностью сняты при помощи триммеров.

Наивыгоднейшая скорость полета на одном моторе с выпущенным шасси 190—195 км/час по прибору; при этом на высоте 1000 м самолет медленно снижается (за 5 мин. полета теряет 50 м высоты).

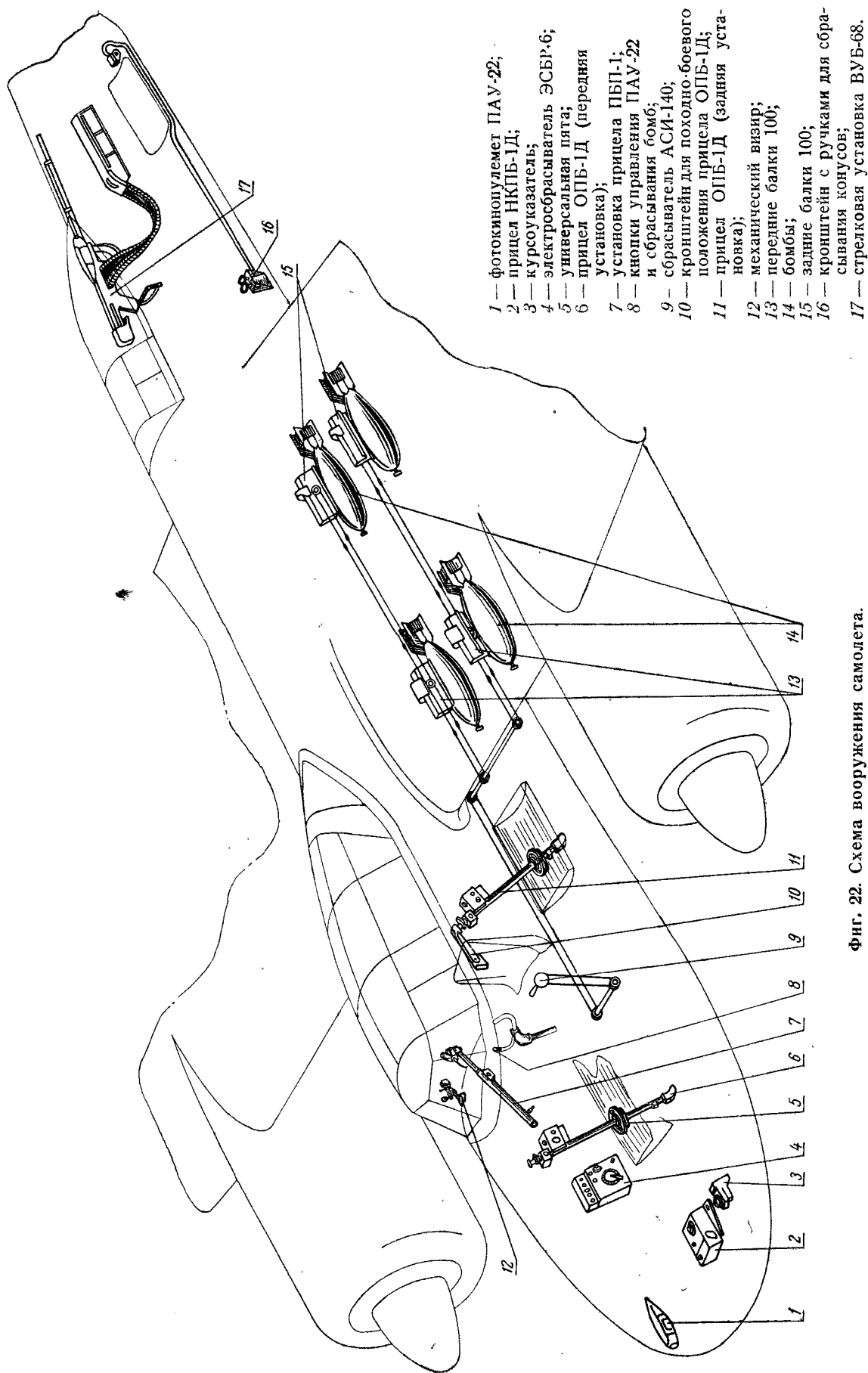
На высоте 500 м самолет летит без снижения и позволяет производить развороты на работающий мотор с креном 7—10° на скорости 195 км/час по прибору. Нагрузка с педали при этом триммером руля поворота полностью не снимается.

приводятся основные данные аэродинамического расчета самолета, включающие:

- а) поляру самолета (фиг. 18);
- б) кривые располагаемых мощностей (фиг. 19);
- в) барограмму скороподъемности самолета (фиг. 20) при $G = 6640$ кг;



Фиг. 19. Кривые располагаемых мощностей для разных высот (с учетом скоростного надува).



Фиг. 22. Схема вооружения самолета.

Наименование	Вес [кг]		Наименование	Вес [кг]	
	для вывозного варианта	для варианта отработки боевого применения		для вывозного варианта	для варианта отработки боевого применения
Панель манометров	1,5	1,5	Установка передатчика РСИ-6, приемника УС-3 и передат- чика РСБ	2,1	2,1
Установка компаса А-4 у при- цела	1,6	1,6	Кабели установки РСИ-6	3,3	3,3
Установка компаса А-4 у штур- мана	1,6	1,6	Установка РВ-2	1,0	1,0
Проводка бензо- и масломано- метра	2,8	2,8	Индикатор РВ-2 с креплением на приборной доске	2,0	2,0
Проводка АНО передней кабины	4,0	4,0	Установка фотокинопулемета ПАУ-22	0,5	0,5
Проводка АНО по левому носку	2,8	2,8	Датчик ПДК-44 с креплением . .	5,0	5,0
Проводка АНО по правому носку	1,2	1,2	Часы АВР и АЧХО	0,7	0,7
Проводка АНО в мотоустановке	9,0	9,0	Шторки в носовой части фюзе- ляжа	4,0	4,0
Установка антенной стойки . . .	2,7	2,7	Установка ночного освещения .	5,0	5,0
Манипуляционный пульт	1,0	1,0	IV. <i>Снаряжение</i>	87,0	155,8
Антенна	0,8	0,8	Приемник РПКО-2Б	11,2	11,2
Кабели рации	6,0	6,0	Умформер РУ-11А к РПКО-2Б .	3,2	3,2
Рамка и установка РПКО-2Б . .	7,2	7,2	Радиопередатчик РСБ-3бис АД .	15,0	15,0
Кабели РПКО-2Б	7,3	7,3	Радиоприемник УС	5,2	5,2
Агрегаты РПКО-2Б на доске штурмана	5,7	5,7	Передатчик РСИ-6	3,5	3,5
Генератор ГС-1500	28,8	28,8	Приемник РСИ-6	5,0	5,0
Установка аккумулятора	31,0	31,0	Умформер РУ-11А (к приемни- ку УС)	3,3	3,3
Электрооборудование кабины пи- лота	58,5	58,5	Умформер РУН-300 (к передат- чику)	9,0	9,0
Электрооборудование центро- плана	75,0	75,0	Умформер РУ-11А (к приемнику РСИ-6)	2,0	2,0
Электрооборудование левой кон- соли	6,1	6,1	Умформер РУ-45А (к передат- чику РСИ-6)	3,3	3,3
Электрооборудование правой кон- соли	2,7	2,7	Кислородные баллоны (3 шт.) . .	24,0	24,0
Электрооборудование левой мо- тогондолы	5,3	5,3	Ракетница с ракетами	2,3	2,3
Электрооборудование правой мо- тогондолы	5,3	5,3	Пулемет УБТ	—	21,4
Электрооборудование оперения .	1,0	1,0	Прицел ОПБ-1Д	—	13,5
Металлизация и прочее	2,5	2,5	Фотокинопулеметы (2 шт.) . . .	—	6,6
Кислородный прибор пилота . . .	2,05	2,05	Прицел НКПБ-1Д	—	11,0
Кислородный прибор штурмана .	2,05	2,05	Фотоаппарат АФА-ИМ	—	14,0
Кислородный прибор радиста . . .	2,05	2,05	Бортовой визир АБ-52	—	2,3
Кислородная проводка	7,85	7,85	V. <i>Экипаж</i>	270,0	270,0
Кресло пилота	8,6	8,6	Пилот с парашютом	90,0	90,0
Кресло штурмана	8,6	8,6	Штурман с парашютом	90,0	90,0
Кресло радиста	4,3	4,3	Радист с парашютом	90,0	90,0
Кресло стрелка	3,0	3,0	VI. <i>Топливо и масло</i>	573,0	573,0
Командный прибор АФА	1,6	1,6	Топливо в баке № 4	312,0	312,0
Установка АФА-ИМ с УН-1	3,2	3,2	Топливо в баке № 5	191,0	191,0
СПУ	5,5	5,5	Масло	70,0	70,0
Установка приемника РСИ-6, усилителя и умформера	6,1	6,1	VII. <i>Боеприпасы</i>	—	210,2
			Патроны 60 шт.	—	10,2
			Бомбы передние	—	100,0
			Бомбы задние	—	100,0

Наименование агрегатов и нагрузки	P_x [кгм]	x от второго лонжерона [м]	P [кг]	y от строн- тельной гори- зонтальной фюзе- ляжа [м]	P_y [кгм]
Управление Р-7	-10,6	-2,35	4,5	0,30	1,4
Воздушная система	-4,8	-0,22	21,9	-0,21	-4,6
Система заливки	-26,4	-2,00	13,2	-0,03	-0,4
Маслобаки с креплением и контровкой	-29,7	-1,10	27,0	0,32	8,6
Маслорадиатор с креплением	-42,5	-1,70	25,0	-0,73	-18,3
Масло в радиаторах	-13,6	-1,70	8,0	-0,73	-5,8
Маслопровод и арматура	-25,8	-1,50	17,2	0,05	0,9
Бензопровод и арматура	-12,9	-0,50	25,7	0,14	3,6
Бензобак № 4	-9,2	-0,41	22,5	0,33	7,4
Бензобак № 5	-6,6	-0,38	17,4	0,45	7,8
Масло в системе	-4,5	-1,5	3,0	-0,25	-0,8
<i>III. Оборудование</i>	-290,9		459,8		23,5
<i>А. Боевое оборудование</i>	171,8		88,6		14,9
Верхняя задняя установка	192,1	3,88	49,5	0,46	22,8
Бомбардировочное оборудование	-2,9	-0,27	10,7	-0,65	-7,0
Приспособление для подъема бомб	7,8	3,88	2,0	0,45	0,9
Управление держателями	-7,7	-2,25	3,4	-0,50	-1,7
Установка прицела НКПБ-1Д	-15,3	-4,25	3,6	-0,42	-1,5
Установка пяты прицела ОПБ-1Д	-7,3	-3,33	2,2	-0,60	-1,3
Установка прицела ОПБ-1Д (походное поло- жение)	-4,0	-3,33	1,2	-0,31	-0,4
Установка прицела ПБП-1	-12,6	-3,4	3,7	0,65	2,4
Установка пяты прицела ОПБ-1Д	-4,5	-2,26	2,0	-0,60	-1,2
Конусная установка (без конусов)	9,8	3,62	2,7	-0,56	-1,5
Прицел ПБП-1	-6,1	-3,4	1,8	0,65	1,2
Патронный рукав	18,6	3,88	4,8	0,45	2,2
Мешок для гильз и звеньев	3,9	3,88	1,0	0	0
<i>Б. Спецоборудование</i>	-462,7		371,2		8,6
Приборные доски пилота (без индикатора РВ-2)	-67,6	-3,5	19,3	0,42	8,1
Приборная доска штурмана	-4,0	-1,9	2,1	0,50	1,1
Панель манометров	-5,6	-3,70	1,5	0,11	0,2
Установка компаса А-4 у прицела	-6,7	-4,18	1,6	-0,38	-0,6
Установка компаса А-4 у штурмана	-4,2	-2,60	1,6	-0,10	-0,2
Проводка бензо- и масломанометра	-6,7	-2,40	2,8	0	0
Проводка АНО передней кабины	-11,5	-2,88	4,0	-0,10	-0,4
Проводка по левому носку	-2,4	-0,85	2,8	-0,24	-0,7
Проводка по правому носку	-1,1	-0,90	1,2	0,20	0,2
Проводка в мотоустановке	-15,2	-1,69	9,0	-0,09	-0,8
Установка антенной стойки	-8,6	-3,20	2,7	1,12	3,0
Манипуляционный пульт	-1,8	-1,75	1,0	0,27	0,3
Антенна	2,3	2,87	0,8	1,13	0,9
Кабели радиации	-6,0	-1,00	6,0	0	0
Рамка и установка РПКО-2	-21,6	-3,0	7,2	-0,90	-6,5
Кабели РПКО-2	-14,6	-2,0	7,3	-0,10	-0,7
Агрегаты РПКО-2 на доске штурмана	-12,7	-2,23	5,7	0,50	2,9
Генератор ГС-1500	-41,8	-1,45	28,8	-0,31	-8,9
Установка аккумулятора	54,3	1,75	31,0	-0,23	-7,1
Электрооборудование кабины пилота	-146,3	-2,50	58,5	0	0
Электрооборудование центроплана	-21,0	-0,28	75,0	0,14	10,5
Электрооборудование левой консоли	1,9	0,31	6,1	0,43	2,6
Электрооборудование правой консоли	0,9	0,33	2,7	0,40	1,1
Электрооборудование левой мотогондолы	-6,3	-1,19	5,3	0	0

Наименование агрегатов и нагрузки	P_x [кгм]	x от второго лонжерона [м]	P [кг]	u от строи- тельной гори- зонтали фюзе- ляжа [м]	P_y [кгм]
Электрооборудование правой мотогондолы . . .	-6,3	-1,19	5,3	0	0
Электрооборудование оперения	7,9	7,87	1,0	0,43	0,4
Металлизация и прочее	-0,5	-0,20	2,5	-0,05	-0,1
Кислородный прибор пилота	-5,1	-2,50	2,05	0,25	0,5
Кислородный прибор штурмана	-6,2	-3,00	2,05	-0,15	-0,30
Кислородный прибор радиста	-3,5	-1,70	2,05	-0,20	-0,40
Кислородная проводка	-19,6	-2,5	7,85	0	0
Кресло пилота	-24,9	-2,89	8,6	-0,08	-0,7
Кресло штурмана	-24,9	-2,89	8,6	-0,08	-0,7
Кресло радиста	-7,8	-1,81	4,3	-0,30	-1,3
Кресло заднего стрелка	9,4	3,12	3,0	-0,38	-1,1
Командный прибор АФА	-5,3	-3,3	1,6	-0,10	-0,20
Установка АФА-ИМ с УН-1	17,8	5,57	3,2	-0,65	-2,1
СПУ	-7,2	-1,30	5,5	0	0
Установка приемника РСИ-6, усилителя и ум- формера СПУ	-5,9	-0,97	6,1	0,25	1,5
Установка передатчика РСИ-6, приемника УС-3, передатчика РСБ	-2,6	-1,23	2,1	0,40	0,8
Кабели установки РСИ-6	-3,3	-1,00	3,3	0,30	1,0
Установка РВ-2	1,1	1,11	1,0	0,40	0,5
Индикатор РВ-2 и пр. на приборной доске . . .	-7,0	-3,5	2,0	0,42	0,8
Установка фотокинопулемета ПАУ-22	-2,3	-4,64	0,5	0,08	—
Датчик ПДК-44 с креплением	1,4	0,28	5,0	0,50	2,5
Часы АВР и АЧХО	-2,0	-2,8	0,7	0,5	0,4
Шторки в носовой части фюзеляжа	-9,6	-2,4	4,0	0,79	3,2
Установка ночного освещения	-10,0	-2,0	5,0	-0,50	-2,5
Пустой самолет, шасси выпущено, 24,60% САХ .	-1612,8	-0,293	5516,0	-0,046	-256,4

Центровка вывозного варианта

К весу пустого самолета добавляется:					
Снаряжение	-28,6		87,0		14,9
Приемник РПКО-2Б	-9,1	-0,81	11,2	-0,05	-0,6
Умформер РУ-11А и РПКО-2Б	-1,3	-0,40	3,2	0,15	0,5
Радиопередатчик РСБ-3бис АД	-18,5	-1,23	15,0	0,55	8,3
Радиоприемник УС	-6,4	-1,23	5,2	0,48	2,5
Передатчик РСИ-6	-4,3	-1,23	3,5	0,72	2,5
Приемник РСИ-6	-4,9	-0,97	5,0	0,31	1,6
Умформер РУН-300 (к передатчику)	-3,6	-0,40	9,0	0,15	1,4
Умформер РУ-11А (к приемнику УС)	-1,3	-0,40	3,3	0,15	0,5
Умформер РУ-11А (к приемнику РСИ-6)	-0,8	-0,40	2,0	0,15	0,3
Умформер РУ-45А (к передатчику РСИ-6)	-1,3	-0,40	3,3	0,15	0,5
Кислородные баллоны (3 шт.)	26,4	1,10	24,0	-0,05	-1,2
Ракетница с ракетами	-3,5	-1,52	2,3	-0,61	-1,4
Экипаж	-675,9		270,0		45,0
Пилот с парашютом	-256,5	-2,85	90,0	0,25	22,5
Штурман с парашютом	-256,5	-2,85	90,0	0,25	22,5
Радист с парашютом	-162,9	-1,81	90,0	0	0
Топливо и масло	-277,5		573,0		211,4
Топливо в баке № 4	-127,9	-0,41	312,0	0,33	103,0
Топливо в баке № 5	-72,6	-0,38	191,0	0,45	86,0
Масло	-77,0	-1,10	70,0	0,32	22,4

Наименование агрегатов и нагрузки	Px [кгм]	x от второго лонжерона [м]	P [кг]	y от строи- тельной гори- зонтали фюзе- ляжа [м]	P_y [кгм]
Самолет без расходуемой нагрузки, шасси вы- пущено 21,0% САХ	-2317,3	-0,395	5873	-0,033	-196,5
То же, шасси убрано, 24,2% САХ	-1769,9	-0,301	5873	-0,058	338,4
То же, с расходуемой нагрузкой, шасси выпу- щено, 20,7% САХ	-2594,8	-0,403	6446	0,002	14,9
То же, шасси убрано, 23,6% САХ	-2047,4	-0,318	6446	0,085	549,8

Центровка самолета в варианте для отработки боевого применения

Исходный вариант	Центровка вывозного варианта				
Снять мост управления второго пилота	-136,5	-3,50	39,0	-0,42	-16,4
Поставить:					
Пулемет УБТ	83,0	3,88	21,4	0,45	9,6
Прицел ОПБ-1Д	-26,5	-1,96	13,5	0,06	0,8
Прицел НКПБ-1Д	-46,8	-4,25	11,0	-0,29	-3,2
Фотокинопулеметы (2 шт.)	-30,6	-4,64	6,6	0,03	0,2
Фотоаппарат АФА-ИМ	78,8	5,63	14,0	-0,48	-6,7
Бортовой визир АБ-52	-6,9	-3,00	2,3	0	0
Патроны (60 шт.)	187,5		29,8		17,1
Бомбы передние	40,8	4,00	10,2	0	0
Бомбы задние	-33,0	-0,33	100,0	-0,93	-93,0
	109,0	1,09	100,0	-0,93	-93,0
Самолет без расходуемой нагрузки, шасси вы- пущено, 22,2% САХ	304,3		240		-168,9
То же, шасси убрано, 25,5% САХ	-2129,8	-0,361	5903	-0,030	-179,4
То же, с расходуемой нагрузкой, шасси выпу- щено, 22,8% САХ	-1582,4	-0,268	5903	-0,060	355,5
То же, с расходуемой нагрузкой, шасси выпу- щено, 22,8% САХ	-2290,5	-0,343	6686	-0,023	-154,0
То же, шасси убрано, 25,6% САХ	-1743,1	-0,261	6686	0,057	380,9

Определение положения центра тяжести самолета в процентах САХ (фиг. 23)

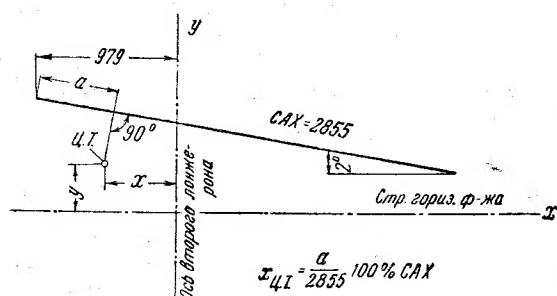
I. Пустой самолет, шасси выпущено

$$x = \frac{703}{2855} \cdot 100 = 24,6\% \text{ САХ.}$$

II. Самолет в вывозном варианте

1. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено:

$$x = \frac{600}{2855} \cdot 100 = 21,0\% \text{ САХ.}$$



Фиг. 23. Схема центровки самолета.

2. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси убрано:

$$x = \frac{691}{2855} \cdot 100 = 24,2\% \text{ САХ.}$$

3. Самолет с расходуемой нагрузкой шасси выпущено:

$$x = \frac{591}{2855} \cdot 100 = 20,7\% \text{ САХ.}$$

4. Самолет с расходуемой нагрузкой, шасси убрано

$$x = \frac{673}{2855} \cdot 100 = 23,6\% \text{ САХ.}$$

III. Самолет в варианте для отработки боевого применения

1. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси выпущено

$$x = \frac{634}{2855} \cdot 100 = 22,2\% \text{ САХ.}$$

2. Самолет без расходуемой нагрузки, шасси убрано

$$x = \frac{728}{2855} \cdot 100 = 25,5\% \text{ САХ.}$$

Для обеспечения предельно передней центровки, рекомендуемой НИИ ВВС (акт № 124), в нагрузку

вывозного варианта включается пулемет УБТ и фотоаппарат АФА-ИМ.

Таблица 9

Самолет в вывозном варианте с добавлением пулемета УБТ и фотоаппарата АФА-ИМ

Наименование	Вес [кг]	Цен- тровка [% САХ]	Противо- капотаж- ный угол	Наименование	Вес [кг]	Цен- тровка [% САХ]	Противо- капотаж- ный угол
Самолет без расходуемой на- грузки, шасси выпущено	5908,4	22,1	25° 38'	Самолет с расходуемой нагруз- кой, шасси выпущено	6481,4	21,6	25° 14'
То же, шасси убрано	5908,4	25,2		То же, шасси убрано	6481,4	24,6	

СОДЕРЖАНИЕ

	<i>Стр.</i>
1. Общая характеристика самолета	5
2. Летно-тактические данные	9
3. Аэродинамические данные	13
4. Основные данные самолета	14
5. Вооружение самолета	—
6. Весовая сводка самолета	16
7. Центровка самолета	18
